

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

В настоящее время отсутствует доказательная база о наличии турбулентного пограничного слоя в сверхзвуковых соплах ракетных двигателей. Классические дозвуковые законы турбулентного трения, полученные в большинстве случаев Л. Прандтлем, И. Никурадзе и Г. Блазиусом неприменимы для сверхзвуковых сопел, так как поле скоростей в этих соплах соответствует ламинарному течению. На базе фундаментального векторного уравнения сверхзвуковой газовой динамики предложено построение расчетного метода определения поверхностного трения между потоком и стенкой. It is absent at present serious base dealing with presence turbulent border layers in supersonic nozzles of the missile engines. The Classical subsonic rules of turbulent friction, got in most cases L. Prandtl, I. Nikuradze and G. Blazius inapplicable for supersonic sniffled, since field of the velocities in these nozzles corresponds to the laminar flows. Building of the accounting method of the determination of surface friction is offered. At the base of the fundamental vector equation supersonic gas speakers between flow and wall.

Ключевые слова: турбулентность, сопло, вихрь.

Keywords: turbulence, nozzle, curl.

Появление в газовой динамике раздела "пограничный слой" явилось мерой вынужденной. В тот период, в начале 20 века, не хватало возможностей расчетным путем решить сложные нелинейные дифференциальные уравнения Навье-Стокса и подробно проанализировать течение вблизи стенок сопла. В теоретическом плане было также отставание по многочисленным проблемам сверхзвуковых течений. Теория сверхзвуковых потоков только появилась и набирала обороты. Многие достижения в этой области были получены позже, после Второй мировой войны, когда стали появляться баллистические ракеты. Поэтому теорию сверхзвуковых течений справедливо причисляют к теории сверхзвуковых сопел и обтекания головных частей. Задача разделилась на внутреннюю и внешнюю. Внутренняя задача в отличие от внешней диктовала более сложные граничные условия и не допускала асимптотические упрощения, например такие, как переход к плоской постановке (стремление одной из координат к бесконечности).

На протяжении полувека весьма плодотворная теория пограничного слоя Людвиг Прандтля бурно развивалась и к моменту создания реальных конструкций ЖРД и РДТТ, она оказалась весьма кстати. Многие научные наработки для дозвуковых течений в различных условиях обтекания труб и плоских пластин использовались для расчетов в конструкторских бюро. С помощью закономерностей, полученных в процессе развития теории пограничного слоя, рассчитывались усилия трения потока о стенку, теплообмен между потоком и конструкцией, энергетические характеристики и даже прочность. Было экспериментально показано, что пограничный слой в дозвуковой части может быть как ламинарным, так и турбулентным. Все зависело от величины числа Рейнольдса, критическое значение которого, точка перехода, определялась эмпирическим путем. По аналогии с дозвуковыми течениями по инерции считалось, что и в сверхзвуковых потоках также присутствует область турбулентного течения, которая подчиняется аналогичным закономерностям. В расчетах сопел использовались так называемые турбулентные законы трения, полученные при дозвуковых условиях на плоских пластинах, в основном, на воде и воздухе. При этом предполагалось, что:

1. Кривизна рабочей поверхности весьма мала и не влияет на появление градиентов в потоке, и
2. Из-за больших чисел Рейнольдса (бытовала теория исчезающей вязкости) поток становится идеальным, а расчет в ядре производился по уравнениям Эйлера. Значение скорости на границе пограничного слоя принималось равным значению на стенке.

Данный подход часто используют и в настоящее время. При этом в силу той же инерции не предпринималось попыток доказательства правомочности использования многочисленных теорий, разработанных для условий турбулентных пограничных слоев в сверхзвуковых потоках. Считалось, что и так все понятно без доказательств. Единичные попытки, известные из литературы, не являются убедительными. Известно также, что в мире многие глобальные программы, ориентированные на современные электронно-вычис-

лительные комплексы, перешли к решению прямой задачи Навье-Стокса, отказавшись от "погранслошной" теории.

В работе [1] была доказана теорема невозможности возникновения турбулентных течений в условиях сверхзвука и показано, что в соплах ЖРД и РДТТ турбулентность не возникает даже вблизи стенок сверхзвуковых сопел. При этом возникающее в непосредственной близости к стенкам высокоградиентное течение (область пограничного слоя) является ламинарным. В связи с этим было бы полезно еще раз посмотреть на предыдущий опыт по исследованию пограничных слоев и постараться показать необходимость использования новых подходов к решению задачи течения вблизи стенок сопел ракетных двигателей и других аппаратов, работающих в условиях сверхзвуковых течений. Такой анализ, сделанный под другим углом зрения, позволил бы еще раз сориентироваться и понять тонкие аспекты в вопросе о наличии турбулентности у стенок сверхзвуковых сопел с целью разработки методов расчета полей течения в этой области.

Исследования пограничного слоя в дозвуковых условиях

Упрощенное представление уравнений Навье-Стокса после введения Людвигом Прандтлем понятия пограничного слоя, позволило описать и решить многие задачи вязкой газовой динамики и смежные с ними задачи конвективного теплообмена. Основную ценность в полуэмпирической теории Прандтля представляют фундаментальные экспериментальные законы, полученные на трубчатых и плоских образцах и в будущем распространенные на более сложные условия обтекания. Течения в трубах и вдоль плоских пластин формально описывают внутренние течения и внешнее обтекание. Многие известные ученые начала двадцатого века и наши современники посвятили свое творчество определению зависимостей сил трения о стенку от газодинамических параметров потока и формы профиля скорости, формирующейся в непосредственной близости от стенки. Первые стали называться законами трения; вторые - законами скоростей.

Получая впервые свои дифференциальные уравнения для плоской стенки и полубесконечного потока, Людвиг Прандтль точно определил понятие пограничного слоя. При этом он опирался на знание скорости невозмущенного потока, то есть скорости на бесконечности, которая всегда однозначна. Но, в последующем, особенно для внутренних течений, стали использовать это определение неправомерно. Появился некий произвол, связанный с конечными размерами каналов и сопел, что приводило к неоднозначности и ошибкам в расчетах. Поэтому основная проблема пограничного слоя в каналах была и, к сожалению, остается. Это - проблема определения той единственной скорости на границе пограничного слоя, после которой поток условно является невозмущенным под воздействием вязкого трения о стенку.

Для труб и плоских пластин, где нет градиентов давления, было экспериментально получено огромное множество зависимостей для силы трения и скорости. Но если положить все эти результаты экспе-

риментов на один график, то получится "звездное" поле значений, которое непригодно для практического использования. Для того, чтобы систематизировать эти значения было предложено представлять их в виде безразмерного трения в зависимости от числа Рейнольдса. Но и тогда значения кривых, полученных в различных условиях, не укладывались в общую систему.

Великий советский ученый (грузин по национальности) Иван Ильич Никурадзе провел громадную экспериментальную работу в этом направлении. Будучи учеником Прандтля он написал докторскую диссертацию по влиянию на трение о стенку газодинамических параметров потока и разрешил стоявшие на тот момент проблемы перед практикой. Поистине эпохальная зависимость "Никурадзе по Рейнольдсу" (рис. 1) явилось прорывом во всей вязкой газовой динамике [2]. Серия простых, но последовательных и системных экспериментов позволила получить целую сетку практически непрерывных кривых для различных диапазонов скоростей, линейных размеров и шероховатости стенок. Полученная Никурадзе зависимость объяснила многие проблемные вопросы и свела воедино экспериментальные наработки предшественников.



Иван Ильич Никурадзе

Хочется отметить, что Иваном Ильичом Никурадзе было решено, по крайней мере, пять проблемных задач, которые сделали его имя нестираемым в книге истории великих газодинамиков двадцатого века. Это - уникальные экспериментальные решения, сделанные впервые:

1. Пристенные течения в гладких трубах;
2. Пристенные течения в шероховатых трубах;
3. Течения вдоль плоских пластин. Законы стенки Никурадзе;
4. Течения в круглых каналах с положительным и отрицательным градиентами давления;
5. Течение в каналах с некруглыми проходными сечениями.

И.И. Никурадзе экспериментально подтвердил практически все гипотезы Л. Прандтля. Так, например, выдвинутая Прандтлем гипотеза о пути перемешивания и впоследствии получившая свое развитие, выразившееся в формулировании универсального логарифмического закона распределения скоростей в турбулентном пограничном слое (рис. 2), была блестяще подтверждена его учеником. На основе экспериментов Никурадзе Теодором фон Карманом была сформулирована гипотеза о наличии ламинарного подслоя в турбулентном пограничном слое. Эта гипотеза во всей теории, развитой Прандтлем, носит принципиальный характер. Она говорит о том, что всегда вблизи любого тела есть ламинарное течение, и оно подчиняется закону Ньютона. Именно это течение определяет трение и теплообмен в стенку. Именно на этой гипотезе построены все модели тепло- и массообмена. Кстати, до сих пор большинство экспери-

ментов Никурадзе так и не повторено в силу их технической сложности и колоссальной трудоемкости.

Упомянув Ивана Ильича Никурадзе, следует вспомнить известного немецкого ученого Пауля Рихарда Генриха Блазиуса. Он был одним из первых учеников Людвигу Прандтлю. Блазиус никогда не занимался экспериментом, но он всегда следил за экспериментальными исследованиями других авторов. Изучая многочисленный экспериментальный материал по турбулентным течениям в гладких трубах с круглым поперечным сечением, он обнаружил замечательную закономерность для коэффициента сопротивления, которая в дальнейшем была названа законом сопротивления Блазиуса

$$\lambda = 0,3146 \text{ Re}^{-0,25}$$

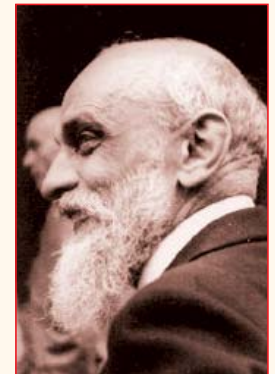
В последующем этот закон был подтвержден экспериментами Никурадзе (нижняя огибающая на рис. 1). Эта зависимость представлена в логарифмических координатах и выглядит в виде прямой линии. На рисунке также представлен закон Гагена-Пуазейля, справедливый для ламинарных течений $\lambda = 64/\text{Re}$.

Глядя на эту красивую экспериментальную зависимость, так и хочется поступить подобно Блазиусу. Ведь диапазон чисел Рейнольдса от 2000 до 4000 остался как бы незаслуженно обделенным во внимании. Ради любопытства, не претендуя на какую-либо оригинальность, с позволения читателя попробуем подобрать аналогичную зависимость для этого диапазона. Она в первом приближении может выглядеть так $\lambda = 5,5 \cdot 10^{-5} \cdot \text{Re}^{0,8}$.

На рис. 1 эта зависимость выделена красным цветом. В литературе уже было отмечено, что эта область чисел Рейнольдса является переходной от ламинарного к турбулентному течению. Но! Если более подробно ее рассмотреть, то окажется, что она самая интересная. Это - область начала, область зарождения турбулентности, и, возможно, что в дальнейшем ее можно будет объяснить, применив уже имеющиеся экспериментальные результаты по структуре пограничного слоя [3].

К сожалению, следует отметить, что, несмотря на универсальность логарифмического закона Прандтля, пользоваться им на практике очень сложно, так как он был обезразмерен таким образом, что непонятно, где брать размерные члены, например: где взять *Shcubspannungsgeschwindigkeit*, то есть по-русски, где взять динамическую скорость $V_* = \sqrt{|U'V|}$.

Получается своеобразная китайская шкатулка, которая не откроется без присутствия, например, Иогана Никурадзе. Видимо, осознавая это, Людвиг Прандтль открыл новый закон скорости - закон одной седьмой. При выводе этого закона Прандтль пользовался только эмпирическим законом трения Блазиуса. Закон был полу-



Пауль Рихард Генрих Блазиус

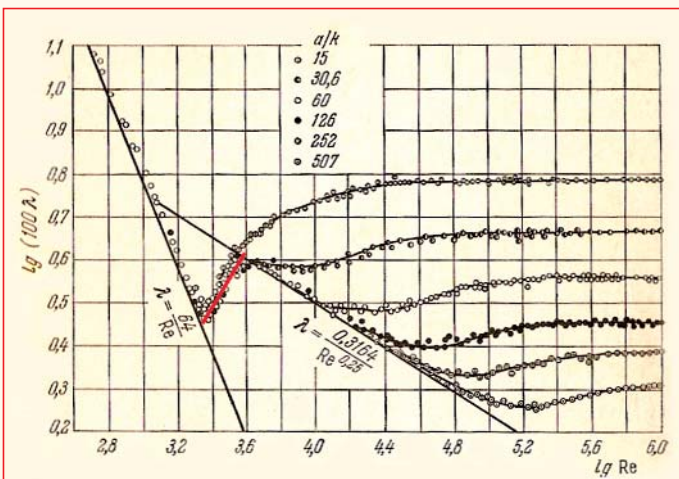


Рис. 1. Экспериментальный закон трения для гладких и шероховатых труб (a/k - отношение радиуса трубы к высоте бугорка)

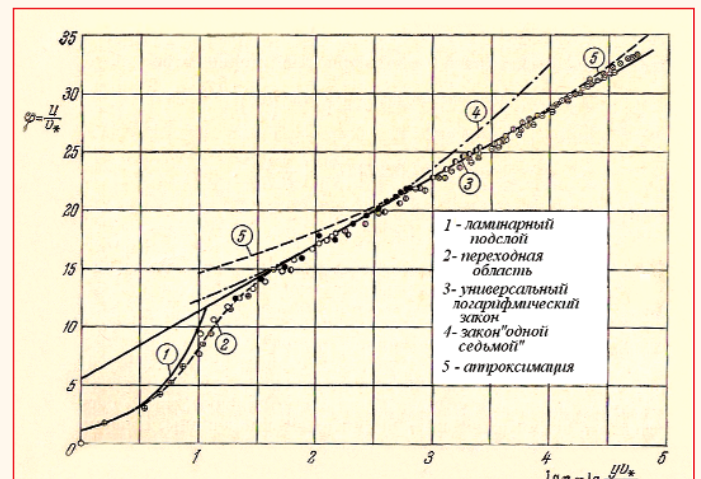


Рис. 2. Закон распределения скорости

чен чисто аналитически без каких-либо дополнительных аппроксимаций, а значит точно, исходя лишь из правомочности последней предпосылки. Этот закон очень хорошо описывает распределение скорости в турбулентном пограничном слое (рис. 2) в достаточно широком диапазоне чисел Рейнольдса $U/U_\infty = (y/\delta_{тд})^{1/7}$.

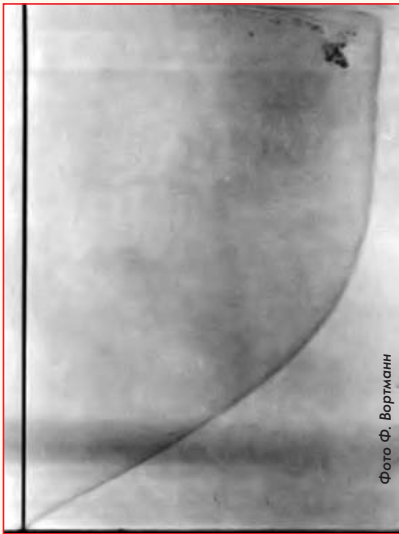


Рис. 3. Экспериментальный профиль Блазиуса

На рис. 2 также выделена область ламинарного подслоя. И.И. Никурадзе подробно исследовал профили скоростей в турбулентном пограничном слое с ламинарным подслоем. В литературе такие профили называют профилями Блазиуса. На рис. 3 представлен профиль Блазиуса, полученный экспериментально методом визуализации с помощью теллура.

Пограничный слой в сверхзвуковом потоке

Исследованию пограничного слоя в сверхзвуковом потоке посвящено определенное количество работ, но на их основании нельзя сделать однозначного вывода о том, что эта область газодинамики изучена. В работе [4] систематизированы известные экспериментальные результаты, полученные в различных условиях течения в каналах и при обтекании тел различных форм. Все эти эксперименты практически несопоставимы между собой. Практически все они заранее предполагают возможность появления вблизи стенки турбулентного пограничного слоя. Авторы данных работ опираются на справедливость универсального логарифмического закона Л. Прандтля, считая при этом, что возвратные течения в сверхзвуке возможны.

Довольно большое число авторов: Уилсон, Коулс, Коркеги, Маттинг, Чепмен, Нихолма, Томас, Мур, Харкнесс, Винклер, Л.В. Козлов исследовали сверхзвуковой пограничный слой на плоских пластинах [4]. Чепмен и Костер рассматривали внешние условия обтекания длинного цилиндрического тела. Соммер и Шорт изучали лобовое сопротивление пустотелых цилиндрических моделей. Опытов по исследованию внутренних течений в литературе имеется весьма ограниченное количество. В обзоре [4] таких работ встречается две. Одна из них Лобба, Винклера и Перша посвящена исследованиям пограничного слоя на стенке пирамидального сопла сверхзвуковой аэродинамической трубы с размерами квадрата 12x12 см на срезе рабочей части. Угол наклона плоскостей сопла к горизонтали составлял ~5°. Эксперименты проводились для чисел Маха на срезе ~5...7,5. Были получены профили скоростей у стенки, похожие на профили Никурадзе для дозвуковых течений.

Единственная работа, где исследовался пограничный слой в коническом сопле с полууглом ~6° была работа Хилла, которая проводилась для условий гиперзвуковых потоков (M ~9). Вообще говоря, конические сопла с малыми углами в технике называются патрубками и для ракетных двигателей они практически не применяются. Обычно в ЖРД и РДТТ угол на входе в сопло $\theta_{вх}$ составляет величину в пределах 23...33°. Такие сопла предназначены для высокоэффективного расширения газа и создания тяги. Правда, патрубки иногда используются для вспомогательных двигателей с кратковременным включением, но они, как правило, не нуждаются в тепловых расчетах. Тем не менее, с научной точки зрения опыты Хилла представляют определенный интерес. Приступая к их анализу, сразу зададим себе вопрос: "О каком пограничном слое идет речь?". Ведь известно, что конические сопла страдают наличием в них густой системы скачков уплотнения, например, на рис. 4 представлено фото-

рждают и расчетные исследования [5], показывающие наличие системы скачков в коническом сопле с полууглом 5°. Как в этом случае определить толщину пограничного слоя? С какого момента? По числу Рейнольдса?



Рис. 4. Косые скачки уплотнения в коническом сопле

Но известно, что, несмотря на рост числа Маха в сверхзвуковом сопле число Рейнольдса резко падает и тем круче, чем круче рост числа Маха. Не трудно показать, что при числах Маха ~9, число Рейнольдса будет соответствовать ламинарному режиму течения, если, конечно, проводить аналогию с дозвуком. И встает вопрос о правильности обобщения экспериментальных данных тем же способом, которым это делали Прандтль и Никурадзе. Складывается ощущение, что Ф.К. Хилл обобщал результаты исследования ламинарных потоков. И, в любом случае, остается непонятным вопрос о том, как с помощью трубок Пито, расположенных после косоугольного скачка уплотнения, возникшего перед цилиндрической рабочей частью в непосредственной близости от стенки, можно было получить гладкие и монотонные профили скоростей с точностью 1%. В самой статье [6] и в статье И. Фаро, на которую ссылается Хилл, удовлетворительных ответов на эти вопросы найти нельзя.

Других работ, посвященных исследованию профилей в соплах в литературе найти не удалось, а две последние работы не являются доказательством того, что в соплах пограничный слой турбулентный.

Как рассчитывать сверхзвуковой пограничный слой в соплах

Прежде всего, нужно осознать, что он - ламинарный. Тогда справедливо фундаментальное уравнение [1]. Представим его в следующем виде, выделив основной признак сжимаемого потока - скорость звука

$$\rho \frac{dV}{d\tau} = -grad \left(p + \frac{4}{3} \cdot \frac{v}{a^2} \cdot \frac{dp}{d\tau} \right).$$

Это уравнение описывает все трехмерное поле скоростей, в том числе и у стенки сопла. Наложением граничного условия на стенке, как условия прилипания, можно получить профиль скорости в пограничном слое. Важным результатом для дальнейших расчетов будет значение поперечного градиента скорости вдоль образующей сопла S

$$\frac{dV}{dn}(S),$$

который определит локальное значение силы трения. Если окажется справедливой аналогия Рейнольдса (этот вопрос пока не изучен), то возможно будет определить и другие интегральные параметры: тепло в стенку и, при необходимости, концентрации элементов продуктов сгорания около стенки и реализовать полученный метод в виде программного продукта. □

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Фундаментальное уравнение сверхзвуковой газовой динамики и новый метод профилирования сопел ЖРД // Двигатель № 3, 2013 г.
2. Г. Шлихтинг. Теория пограничного слоя. М. Наука, 1974 г.
3. Ю.М. Кочетков. Устойчивость пристенных течений в соплах РДТТ // Двигатель № 6, 2002 г.
4. Ю.В. Лапин. Турбулентный пограничный слой в сверхзвуковых потоках. М. Наука, 1970 г.
5. Н.В. Дроздова, У.Г. Пирумов, Г.С. Росляков и В.П. Сухоруков. Сверхзвуковые течения газа в конических соплах. М. Изд. МГУ, 1974 г.
6. Ф.К. Хилл. Исследования пограничного слоя в гиперзвуковом потоке // Вопросы ракетной техники № 1 (37). Изд. иностранной литературы, 1957 г.